

- 1 -

---

**VERFAHREN ZUR LASTBEGRENZUNG IN ANTRIEBSSYSTEMEN FÜR FLUGZEUGHOCHAUFTRIEBSSYSTEME**

---

Die Erfindung betrifft ein Verfahren und eine Vorrichtung zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen einzelner Segmente von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren und eine Antriebseinheit aufweist.

Es sind bereits Flugzeughochauftriebssysteme mit einer zentralen Antriebseinheit und einem verzweigten Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an die Antriebsstationen einzelner Segmente von Landeklappen-/Vorflügelklappensystemen bekannt. Im Falle der Blockierung eines Landeklappensegmentes und/oder eines Getriebes des verzweigten Antriebssystems müsste dieses Segment und der entsprechende Zweig des Antriebssystems und/oder das

**BESTÄTIGUNGSKOPIE**

- 2 -

Getriebe und der entsprechende Zweig des Antriebssystems die gesamte Antriebsenergie der Antriebseinheit als Reaktionsmoment aufnehmen und dementsprechend massiv und schwer gebaut sein.

Als Schutzvorrichtungen sind in derartigen Flugzeughochauftriebssystemen mit einem verzweigten Antriebssystem mechanische Lastbegrenzereinrichtungen (engl. Torque Limiter) vorgesehen, um bei Blockierung eines Landeklappensegmentes und/oder eines Getriebes des verzweigten Antriebssystems, eine lokale Überlast in dem Segment und dem entsprechende Zweig des Antriebssystems und/oder dem Getriebe und dem entsprechende Zweig des Antriebssystems zu vermeiden. Dabei ist das Landeklappensegment durch den Stationslastbegrenzer (engl. Actuation Torque Limiter) und das verzweigte Antriebssystem durch den Systemlastbegrenzer (engl. System Torque Limiter) geschützt.

Auf der Basis mechanischer Komponenten stellen solche Lastbegrenzereinrichtungen bereits eine weitgehend optimierte Lösung dar. Allerdings erhöhen diese Systeme aufgrund ihres komplexen Aufbaus jedoch die Masse und die Betriebskosten eines mit ihnen ausgerüsteten Flugzeuges, darüber hinaus werden sie funktionsbedingt nur bei Fehlerfällen aktiviert. Bei engen Auslegungstoleranzen und bei einer parametrisch sensitiven Systemdynamik können diese Lastbegrenzereinrichtungen schließlich auch bei intaktem und fehlerfrei arbeitendem Antriebssystem

- 3 -

ansprechen und dann das gesamte System blockieren.

Aufgabe der Erfindung ist es, ein Verfahren der eingangs genannten Art und eine Vorrichtung zur Durchführung eines solchen Verfahrens bereitzustellen, die bei gewünschter Reduktion von Masse und Betriebskosten des Systems eine Lastbegrenzung zu schaffen.

Die Erfindung löst die Aufgabe durch ein Verfahren und eine Vorrichtung gemäß den unabhängigen Ansprüchen. Gemäß dem erfindungsgemäßen Verfahren zur Lastbegrenzung werden an Komponenten des Antriebssystems Zustandskenngrößen erfaßt und an eine Kontrolleinheit übermittelt. Diese Kontrolleinheit wertet die Zustandskenngrößen mittels eines Algorithmus zur Fehlererkennung aus und initialisiert im Fehlerfall ein kontrolliertes Abregeln der Antriebseinheit. Durch dieses erfindungsgemäße Verfahren ist es möglich, die fehlerbedingten Überlasten infolge Klemmfällen in einem Hochauftriebssystem zu begrenzen ohne eine mechanische Lastbegrenzereinrichtung zu realisieren.

Nachfolgend soll die Erfindung anhand eines in der Zeichnung dargestellten Ausführungsbeispiels näher erläutert werden. Es zeigen

Fig. 1 den schematischen Aufbau eines Klappenantriebssystems gemäß der Erfindung mit den dazugehörigen Antriebskomponenten und einem

- 4 -

elektronisch geregelten Überlastschutz auf der Basis eines Vergleichs von Signalen;

Fig. 2 den schematischen Aufbau eines Klappenantriebssystems gemäß der Erfindung in einer weiteren Ausführungsform;

Fig. 3 ein Flussdiagramm eines Verfahrens zur Lastbegrenzung gemäß der Erfindung.

Fig. 4 eine Darstellung eines Schemas eines sogenannten verallgemeinerten Beobachters zur Fehlererkennung an einem Antriebsstrang; und

Das in Fig. 1 dargestellte Antriebssystem für Landeklappen ist statt mit einem herkömmlichen mechanischen Lastbegrenzer mit einem elektronisch geregelten Überlastschutz ausgestattet. Das Antriebssystem besteht dabei aus einem linken und einem rechten Teilsystem 1, 2, die jeweils zur Ansteuerung zweier Hochauftriebsklappen 3, 4 bzw. 5, 6 dienen, die an den Hinterkanten des Tragflügels angeordnet sind, wobei die beiden Teilsysteme 1, 2 symmetrisch zueinander aufgebaut sind. Die zur Positionierung der Klappen 3 bis 6 erforderliche mechanische Leistung wird von einer zentralen hochdynamisch leistungsregelbaren Antriebseinheit 7 bereitgestellt und jeweils über einen Antriebsstrang 8, 9 zu einer Reihe von mechanischen Aktuatoren 10 in den beiden Tragflächen geführt.

Hierzu gehören jeweils Abzweiggetriebe u.a. 11, 12. Die einzelnen Antriebsstationen 25 sind durch die jeweils zugeordneten Abzweiggetriebe 11 mit dem Antriebsstrang 8 verbunden. Ferner sind im äußeren Endbereich der

- 5 -

Antriebsstränge 8, 9, hydraulisch betätigbare Bremsen 13, 14 angeordnet. Weiterhin befinden sich an den beiden äußeren Enden der Antriebsstränge 8, 9 jeweils ein Asymmetrie-Geber 15, 16, das ist ein Winkelpositionsgeber, mit denen die aktuelle Winkelposition der Welle am Ende jedes Antriebsstranges 8, 9 ermittelt und gegebenenfalls aus einer asymmetrischen Winkelposition eine asymmetrische Stellung der Klappen erkannt werden kann. Vervollständigt wird die Anordnung durch einen an der Antriebseinheit 7 befindlichen Winkelpositionsgeber 17, wobei die drei letztgenannten Komponenten jeweils über eine zugeordnete Transmittereinheit 18 bis 20 und entsprechende Signalleitungen 21, 22 mit einer speziellen Kontrolleinheit 23 verbunden sind, die mit einem Monitor zur Klemmfallerkennung ausgestattet ist.

Bedingt durch den symmetrischen Aufbau des Antriebssystems sowie der Klappen unterscheiden sich bei normalem Flugbetrieb die Zustände der beiden Teilsysteme nur geringfügig voneinander, da die beiden Teilsysteme zur Leistungsübertragung zu den Klappen in der linken und der rechten Tragfläche ein nahezu identisches dynamisches Verhalten aufweisen. Eine mögliche geringfügige Differenz wird im wesentlichen durch eine asymmetrische Luftlastverteilung an den beiden Tragflächen hervorgerufen, welche unter der Kenntnis von Spoilerausschlägen und Fluggeschwindigkeit analytisch mittels adaptiver Schwellwerte im Rahmen der Fehlererkennung berücksichtigt wird. In einem Klemmfall hingegen verändern sich die mechanischen Eigenschaften

- 6 -

eines der beiden Teilsysteme signifikant und damit auch dessen dynamisches Verhalten. Bei einer identischen Anregung durch die Antriebseinheit 7 führt dies zu unterschiedlichen Zuständen in diesen beiden Teilsystemen. Dabei fungiert das fehlerfreie Teilsystem gleichsam als Referenzsystem für das fehlerbehaftete Teilsystem. Ein Signalvergleich zwischen den Zuständen an den jeweiligen Enden der beiden Antriebsstränge und/oder zwischen anderen symmetrischen Zuständen der linken und rechten Teilsysteme 1,2 führt daher in einem Klemmfall zu Differenzen, die im fehlerfreien Normalfall nicht entstehen würden und die erfindungsgemäß zur Detektion eines Klemmfalls genutzt werden.

Um ein Materialversagen auszuschließen, wird nun bei einer durch einen Klemmfall verursachten Überschreitung von vorgegebenen Schwellwerten für die Zustandsdifferenzen die Antriebseinheit 7 abgeregelt. Ergänzend wird durch eine vorgegebene Nachgiebigkeit der Elemente, Wellenabschnitt 27, zwischen der Antriebseinheit 7 und dem ersten Abzweiggetriebe 26, eine reduzierte Belastung der Abtriebe im Klemmfall erzielt, ohne die Dominanz eines Klemmfalls auf die Zustände eines Teilsystems zu verringern. Die Auswertung der zur Fehlererkennung in einem solchen Klemmfall notwendigen Signale und die Initialisierung einer kontrollierten Abregelung der zentralen Antriebseinheit 7 erfolgt dabei in der Kontrolleinheit 23, die ihrerseits Bestandteil eines Ansteuerungs- und Überwachungsrechners 24 für das

- 7 -

Hochauftriebsklappensystem ist.

FIG. 1 zeigt somit eine Vorrichtung zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen 25 einzelner Segmente 3,4,5,6 von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren 8,9,17 und eine Antriebseinheit 7 aufweist, wobei die Vorrichtung zur Lastbegrenzung eine Kontrolleinheit 23 aufweist, die mit den Positionssensoren 8,9,17 verbunden ist und ausgestaltet ist, Signale der Positionssensoren 8,9,17 zu verarbeiten und ein Signal zur Begrenzung der zugeführten Antriebsleistung zu erzeugen.

Die Positionssensoren weisen einen Winkelpositionsgeber 17 an der Antriebseinheit und/oder als Asymmetriegeber arbeitende Winkelpositionsgeber 15,16 an den Enden von Antriebssträngen 8,9 auf.

Bei dem in Fig. 2 dargestellten Klappenantriebssystem handelt es sich in Realisierung dieses Verfahrens um einen elektronisch geregelten Überlastschutz durch eine signalbasierte Diagnose. Das Antriebssystem ist weitgehend identisch zu dem in Fig. 1 dargestellten aufgebaut und dient zur Ansteuerung zweier Hochauftriebsklappen 103, 104 bzw. 105, 106 an den Hinterkanten eines Tragflügels über eine zentrale Antriebseinheit 107 sowie über zwei Antriebsstränge 108, 109, Abzweiggetriebe 111, 112 sowie mechanische

- 8 -

Aktuatoren 110. Auch in diesem Fall sind im äußeren Endbereich der Antriebsstränge 108, 109 hydraulisch betätigbare Bremsen 113, 114 und Asymmetrie-Geber 115, 116. Ferner ist an der Antriebseinheit 107 ein Winkelpositionsgeber 117 vorgesehen. Zusätzlich zu den Transmittereinheiten 118 bis 120 und entsprechende Signalleitungen sind in diesem Fall jedoch an den Antriebssträngen 108, 109 jeweils in unmittelbarer Nähe der Abzweiggetriebe 111, 112 weitere Signalgeber 125, 126 vorgesehen, die ebenfalls mit der Kontrolleinheit 123 verbunden sind.

Eine besonders bevorzugte Ausführungsform der Erfindung benutzt Signale von Positionssensoren 17, 15, 16 aus Fig. 1 und zwei weitere Signale von Positionssensoren in unmittelbarer Nähe der jeweils ersten Abzweiggetriebe des linken und rechten Antriebsstrangs, um die Last im Antriebsstrang zu begrenzen. Durch diese Ausführungsform kann der Systemlastbegrenzer ersetzt werden.

Fig. 3 beschreibt in Flussdiagramm 230 ein erfindungsgemäßes Verfahren zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen einzelner Segmente von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren und eine Antriebseinheit aufweist.

In Verfahrensschritt 231 erfolgt das Messen von



- 9 -

Signalen von mindestens zwei Positionssensoren. Diese Signale repräsentieren die Winkelpositionen an den Positionen der Positionssensoren im Antriebsstrang. Es können auch mehrere Positionssensoren entlang des Antriebsstrangs verwendet werden. Diese Signale werden der Kontrolleinheit 23 aus FIG. 1 oder 123 aus FIG. 2 zugeführt, in welcher auch die nächsten Verfahrensschritte erfolgen.

In Verfahrensschritt 232 erfolgt das Berechnen mindestens einer Bezugsgröße aus den gemessenen Signalen der Positionssensoren. Die Bezugsgröße ist der Indikator zum Erkennen eines Klemmfalles und somit eines Überlastfalles. Auf die Bestimmung der Bezugsgröße wird unten eingegangen.

Im nächsten Verfahrensschritt 233 erfolgt ein Vergleichen jeder Bezugsgröße mit einem entsprechenden aus einer maximal zulässigen Last vorbestimmten Schwellwert. Es können verschiedene Bezugsgrößen bestimmt werden, denen gleiche oder unterschiedliche Schwellwerte entsprechen.

Solange keine der Bezugsgrößen den entsprechenden Schwellwert erreicht oder überschreitet, erfolgt eine Verzweigung gemäß Pfeil 235 zu Verfahrensschritt 231, und es erfolgen weitere Messungen von Signalen von Positionssensoren.

Wenn mindestens eine der Bezugsgrößen den entsprechenden Schwellwert erreicht oder überschreitet,

- 10 -

erfolgt eine Verzweigung gemäß Pfeil 234 zu Verfahrensschritt 236, dem Erzeugen eines Steuersignals zur Begrenzung der Antriebsleistung in der Kontrolleinheit 23 aus FIG. 1 oder 123 aus FIG. 2.

In Verfahrensschritt 237 wird unter Verwendung des Steuersignals die Antriebsleistung der Antriebseinheit begrenzt. Dabei wird das erzeugte Steuersignal der Kontrolleinheit an den Überwachungsrechner 24 aus FIG. 1 oder 124 in FIG. 4 weitergeleitet, der ein kontrolliertes Abregeln der Leistungszufuhr des Systems durch die Antriebseinheit initiiert. Vorteilhaft weist das Antriebssystem eine hochdynamischen Antriebseinheit zur schnellen Regelung der Antriebsleistung auf.

Aus den gemessenen Signalen von zwei Positionssensoren und der Kenntnis der Nachgiebigkeit (Kehrwert der Steifigkeit) des Antriebsstrangs zwischen den Positionen der Positionssensoren, kann die Last in diesem Abschnitt berechnet werden. Entsprechend der Anzahl der Positionen der Positionssensoren im Antriebstrang kann die Lastverteilung des gesamten Antriebstranges berechnet werden. Aufgrund dieser Zusammenhänge und einer konstruktiv vorgegebenen oder ermittelbaren maximalen Last des Gesamtsystems im fehlerfreien Zustand sind verschiedene Bezugsgrößen und ein entsprechender Schwellwert bestimmbar.

Weil die Differenz der Last im Antriebsstrang vor und hinter einem Abzweiggetriebe eine zu begrenzende Last der Abtriebsstränge darstellt, enthält eine der

- 11 -

Bezugsgrößen in einer bevorzugten Ausführungsform mindestens eine Differenz zwischen gemessenen Signalen von mindestens zwei Positionssensoren.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform werden an mindestens einem Positionssensor zwei Signale in einem bekannten zeitlichen Abstand gemessen, um daraus die Winkelgeschwindigkeit zu bestimmen. Die Differenz von Winkelgeschwindigkeiten zwischen unterschiedlich positionierten Positionssensoren ist ein Indikator für ein abruptes Verzögern der Winkelgeschwindigkeit an einer Stelle des Antriebsstrangs. Folglich erkennt eine entsprechende Bezugsgröße die ein Funktional der Differenz zwischen Winkelgeschwindigkeiten ist, in Verbindung mit einem geeigneten Schwellwert, einen harten Klemmfall, der unweigerlich zu einer Überlast führen würde. Aufgrund dieser Zusammenhänge und einer konstruktiv vorgegebenen oder ermittelbaren maximalen Drehzahldifferenz im fehlerfreien Zustand sind verschiedene Bezugsgrößen und ein entsprechender Schwellwert bestimmbar.

Vorzugsweise enthält eine der Bezugsgrößen ein Funktional mit einer Beschleunigung. Die zur Festlegung der Bezugsgröße und zur Ermittlung des zugehörigen Schwellwerts erforderlichen Überlegungen erschließen sich dem Fachmann ähnlich wie bei der Winkelgeschwindigkeit.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform verwendet eine der Bezugsgrößen eine berechnete Last mit

- 12 -

ähnlichen Überlegungen wie oben.

In einer weiteren bevorzugten Ausführungsform wird die Antriebsleistung der Antriebseinheit ermittelt, um genauer auf die Lastverteilung im Antriebsstrang zu schließen.

In noch einer bevorzugten Ausführungsform wird ein Schwellwert einem Betriebszustand entsprechend vorbestimmt. Damit wird in jedem Betriebszustand des Systems die Berücksichtigung der geringstmöglichen Belastung im Klemmfall möglich.

In einer anderen bevorzugten Ausführungsform enthält eine der Bezugsgrößen ein Funktional von einer mittels mathematischer Verfahren geschätzten Zustandsgröße aus einer Gruppe umfassend Position, Geschwindigkeit und Last. So kann ein modellbasiertes System eine schnellere Klemmfallerkennung ermöglichen bei gleichzeitiger Reduzierung der Anzahl der Sensoren.

Fig. 4 zeigt die Realisierung eines solchen modellbasierten Systems. Insbesondere sowohl die Sensorpositionen als auch den strukturellen Aufbau eines Beobachters. Neben dem Eingang

$$(1) \quad u = [\varphi_{PCU} \quad \omega_{PCU}]^T$$

ist die Differenz zwischen der gemessenen Ausgangsgröße

$$(2) \quad y_m = [\varphi_{S3} \quad \omega_{S3} \quad \varphi_{S5} \quad \omega_{S5} \quad M_{PCU}]^T$$

und der Ausgangsgröße des Modells als zusätzliche Eingangsgröße auf den Beobachter zurückgeführt.

- 13 -

Untersuchungen zur Zustandsschätzung mit verschiedenen Sensorkonfigurationen haben gezeigt, daß diese Wahl der Sensoranordnung als sensorminimal anzusehen ist. Die bereits in heutigen Hochauftriebssystemen implementierte Sensorik am Ende der Wellentransmission und an der Antriebseinheit muss lediglich durch einen zentral zwischen diesen Positionen liegenden Sensor ergänzt werden, um die notwendige Güte des Beobachters zu gewährleisten.

Eine Beobachterbank zur Erkennung von Aktuatorfehlern zeichnet sich dadurch aus, dass man zum Betrieb des Beobachters jeweils alle verfügbaren Ein- und Ausgänge des Systems benutzt, aber einen einzelnen definierten Eingang bzw. Ausgang nicht berücksichtigt. Die Bezugsgröße

$$(3) \quad r_{gos} = \varphi_{s1} - \hat{\varphi}_{s1}$$

zeichnet sich in erster Linie durch die fehlende Rückführung des Positionssignals  $\varphi_{s1}$  auf den Beobachter aus. Weil im fehlerfreien Zustand dieser Wert durch den Beobachter richtig abgebildet wird und im Klemmfall nicht, entsteht durch einen Klemmfall eine signifikante Differenz zwischen der realen und der geschätzten Position. Der Beobachter nach Fig. 4 kann folglich im Klemmfall die entstehenden Zustandsschätzfehler nicht beheben. Der Schwellwert ist dabei so gewählt, dass die Bezugsgröße im fehlerfreien Fall kleiner ist als der Schwellwert.

---

### P a t e n t a n s p r ü c h e

1. Verfahren zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen (25) einzelner Segmente (3,4,5,6) von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren (8,9,17) und eine Antriebseinheit (7) aufweist, gekennzeichnet durch die Verfahrensschritte,
  - Messen (231) von Signalen von mindestens zwei Positionssensoren;
  - Berechnen (232) mindestens einer Bezugsgröße aus den gemessenen Signalen;
  - Vergleichen (233) jeder Bezugsgröße mit einem entsprechenden aus einer maximal zulässigen Last vorbestimmten Schwellwert; und
  - Erzeugen (236) eines Steuersignals zur Begrenzung

- 15 -

der Antriebsleistung, wenn mindestens eine der Bezugsgrößen den Schwellwert erreicht oder überschreitet.

2. Verfahren zur Lastbegrenzung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen mindestens eine Differenz zwischen gemessenen Signalen von mindestens zwei Positionssensoren enthält.
3. Verfahren nach Anspruch 1 oder 2, dadurch gekennzeichnet, dass an mindestens einem Positionssensor zwei Signale in einem bekannten zeitlichen Abstand gemessen werden.
4. Verfahren nach Anspruch 3, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen ein Funktional der Winkelgeschwindigkeit enthält.
5. Verfahren nach einem der Ansprüche 3 oder 4, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen ein Funktional der Beschleunigung enthält.
6. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 5, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen eine berechnete Last verwendet.
7. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 6, dadurch gekennzeichnet, dass die Antriebsleistung der Antriebseinheit ermittelt wird.

- 16 -

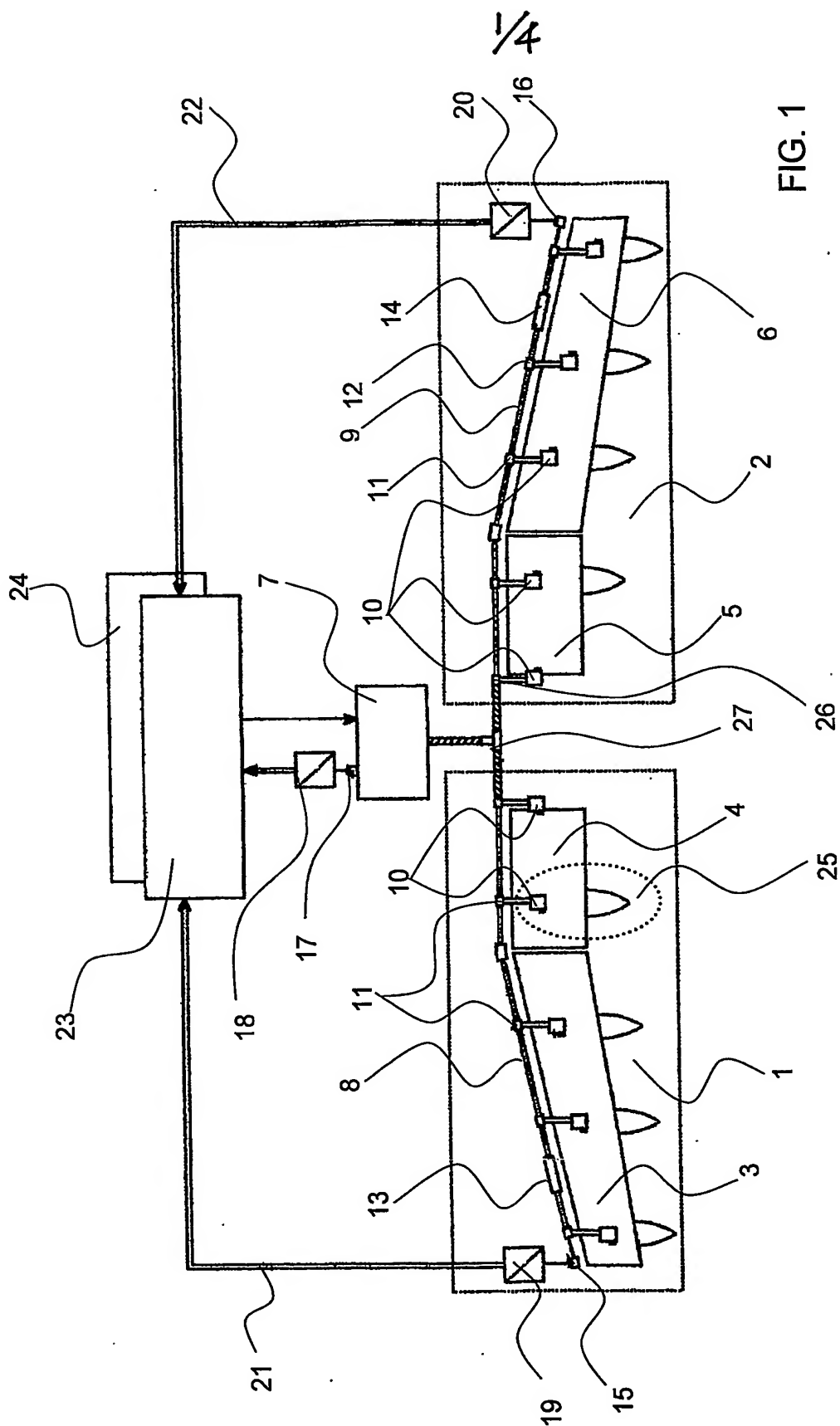
8. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass unter Verwendung des Steuersignals die Antriebsleistung der Antriebseinheit begrenzt wird (237).
9. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 7, dadurch gekennzeichnet, dass unter Verwendung des Steuersignals die Antriebsleistung der Antriebseinheit hochdynamisch begrenzt wird (237).
10. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 9, dadurch gekennzeichnet, dass ein Schwellwert einem Betriebszustand entsprechend vorbestimmt wird.
11. Verfahren nach einem der Ansprüche 1 bis 10, dadurch gekennzeichnet, dass eine der Bezugsgrößen ein Funktional von einer mittels mathematischer Verfahren geschätzten Zustandsgröße aus einer Gruppe umfassend Position, Geschwindigkeit und Last enthält.
12. Vorrichtung zur Lastbegrenzung in einem Flugzeughochauftriebssystem, wobei das Flugzeughochauftriebssystem ein verzweigtes Antriebssystem zur mechanischen Leistungsübertragung an Antriebsstationen (25) einzelner Segmente (3,4,5,6) von Landeklappen- und/oder Vorflügelklappensystemen, Positionssensoren (8,9,17) und eine Antriebseinheit aufweist, dadurch gekennzeichnet, dass die Vorrichtung zur Lastbegrenzung eine Kontrolleinheit (23) aufweist,



- 17 -

die mit den Positionssensoren (8,9,17) verbunden ist und ausgestaltet ist, Signale der Positionssensoren zu verarbeiten und ein Signal zur Begrenzung der zugeführten Antriebsleistung zu erzeugen.

13. Vorrichtung nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, dass die Positionssensoren einen Winkelpositionsgeber (17) an der Antriebseinheit und/oder als Asymmetriegeber arbeitende Winkelpositionsgeber (15,16) an den Enden von Antriebssträngen (8,9) aufweisen.
14. Vorrichtung nach Anspruch 12 oder 13, dadurch gekennzeichnet, dass die Positionssensoren Winkelpositionsgeber (125,126) an Abzweiggetrieben (11,111,112) der Antriebsstränge (8,9) aufweisen.
15. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 12 bis 14, dadurch gekennzeichnet, dass die Antriebseinheit (7) hochdynamisch leistungsregelbar ist.
16. Vorrichtung nach einem der Ansprüche 12 bis 15, dadurch gekennzeichnet, dass zwischen der Antriebseinheit (7) und dem ersten Abzweiggetriebe (26) ein Wellenabschnitt (27) definierter hoher Nachgiebigkeit angeordnet ist.



2/4

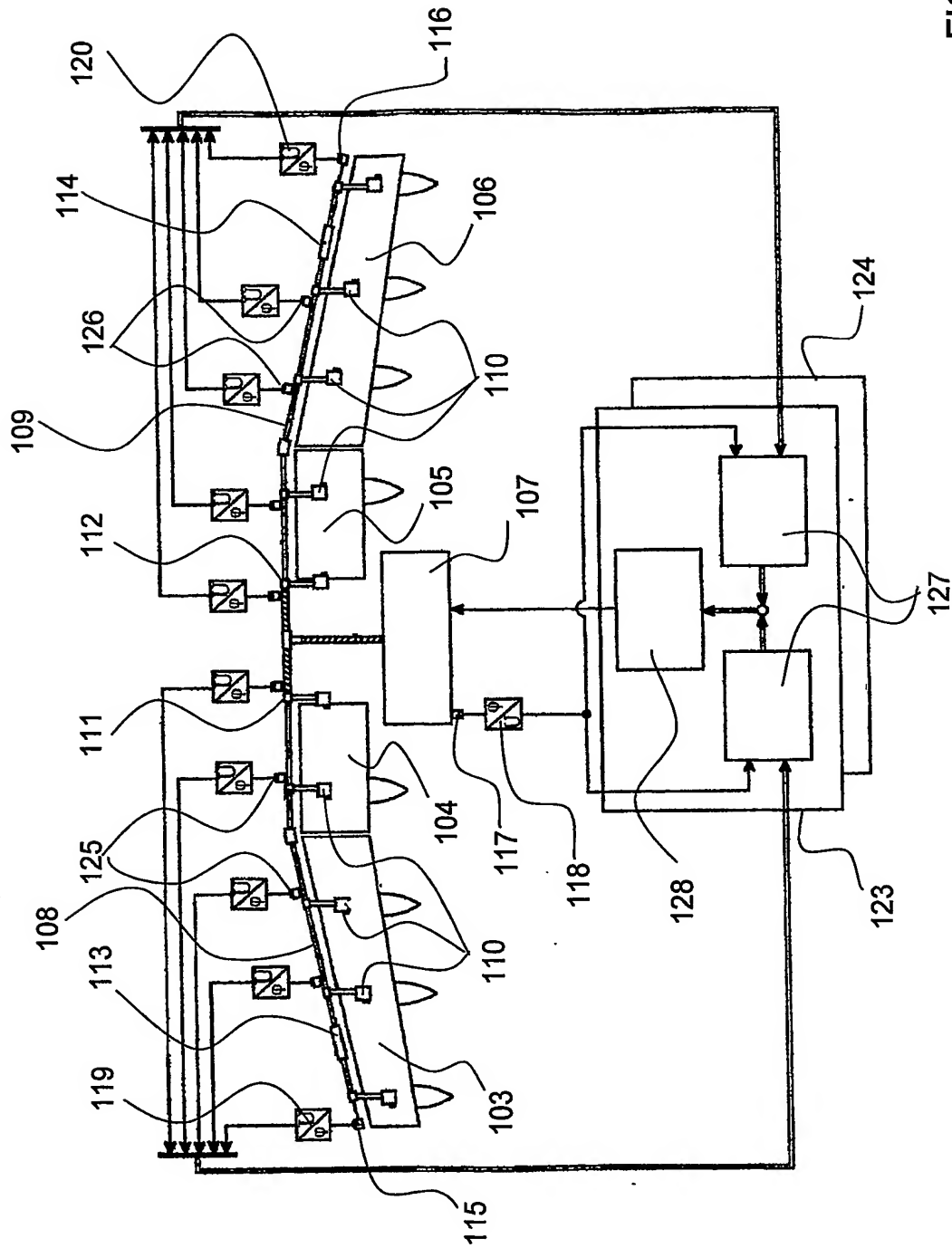


FIG. 2

3/4

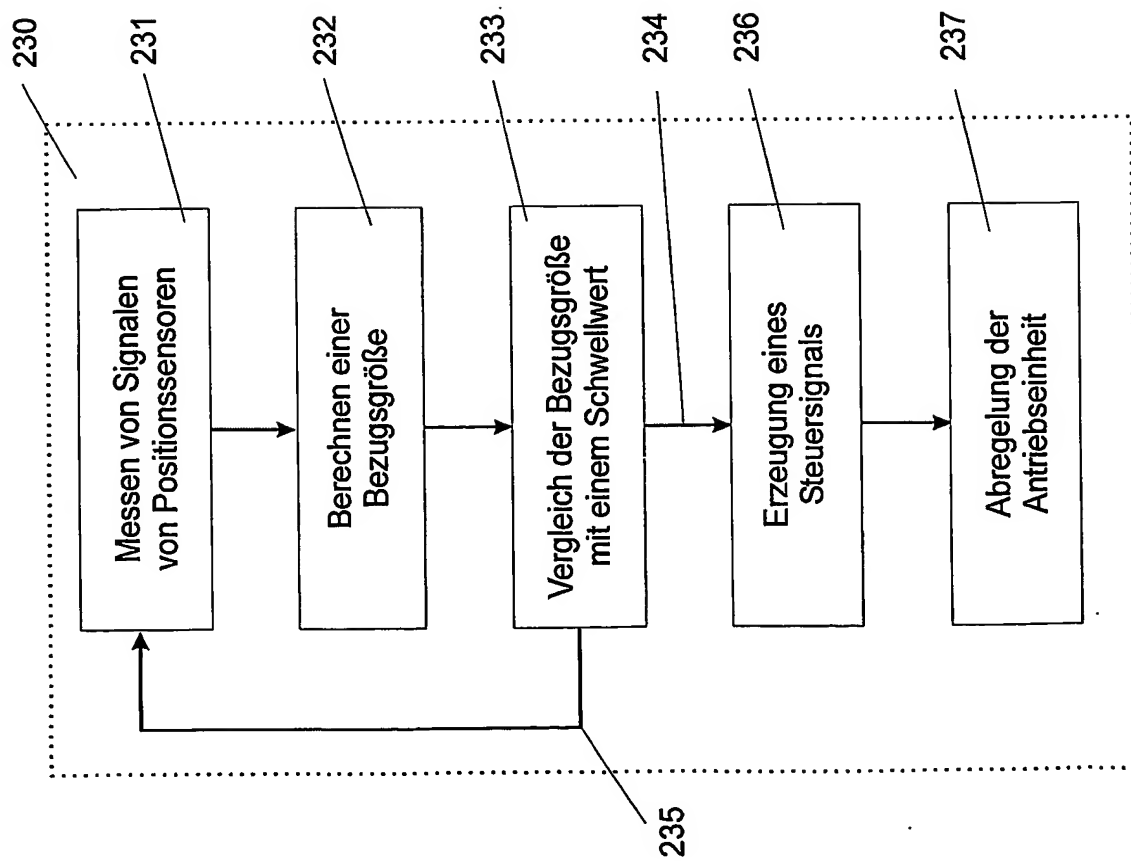
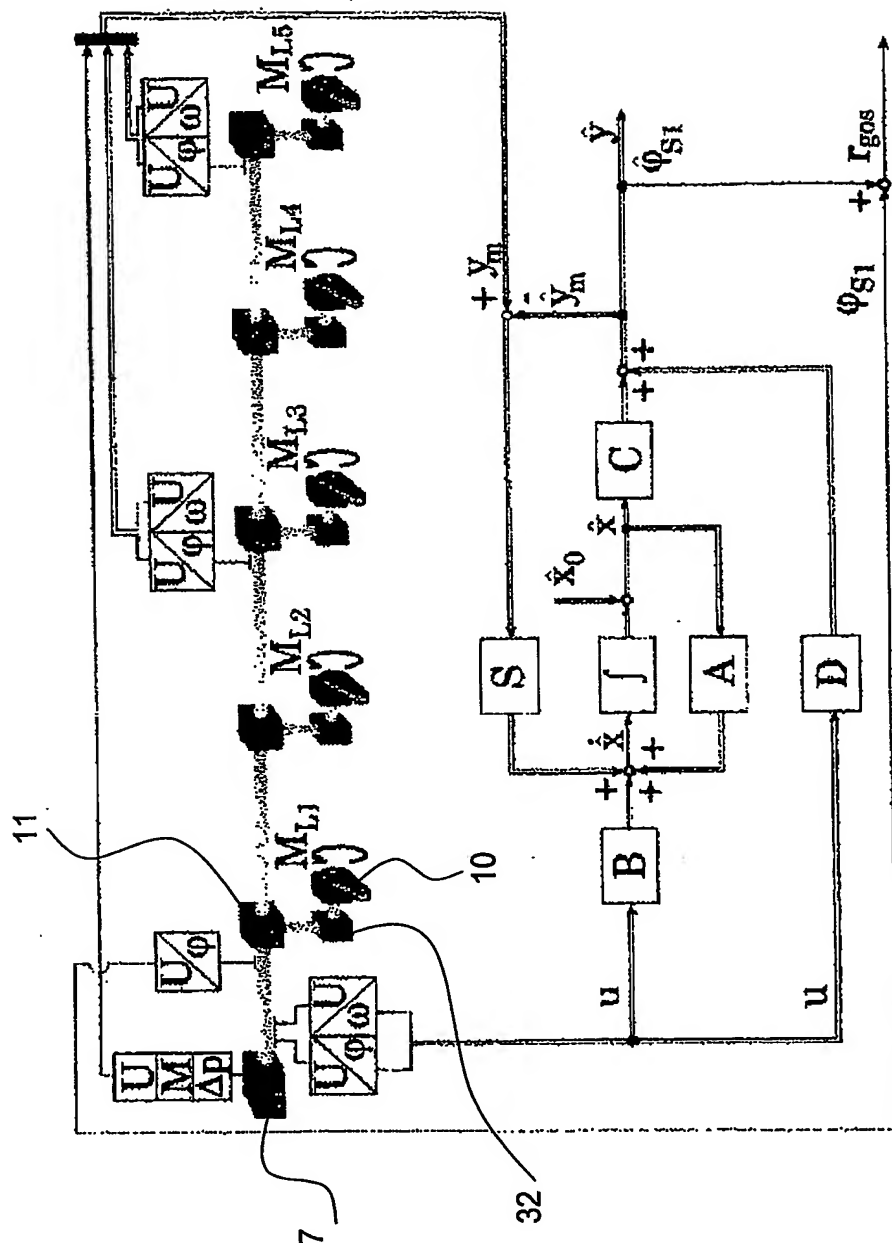


FIG. 3

4/4

**FIG. 4**



## INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International Application No

PCT/EP2004/012861

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER  
IPC 7 B64D45/00

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

## B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)

IPC 7 B64D

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practical, search terms used)

EPO-Internal

## C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category *	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X	EP 0 922 633 A (THE BOEING COMPANY) 16 June 1999 (1999-06-16) paragraph '0020! - paragraph '0022! figure 8	1,2,8, 10,12
Y	-----	4
X	US 4 260 121 A (BASTON ET AL) 7 April 1981 (1981-04-07) column 1, line 59 - column 2, line 31 column 3, lines 5-9 column 4, line 59 - column 5, line 11 figure 1	12-15
Y	-----	4
X	US 3 841 589 A (APPLEBY B,GB ET AL) 15 October 1974 (1974-10-15) column 1, line 34 - column 2, line 3 column 3, lines 29-36 figure 1	12-15
	-----	

☐ Further documents are listed in the continuation of box C.

☒ Patent family members are listed in annex.

## \* Special categories of cited documents:

- \*A\* document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
- \*E\* earlier document but published on or after the international filing date
- \*L\* document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
- \*O\* document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
- \*P\* document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed

- \*T\* later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
- \*X\* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
- \*Y\* document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art.
- \*Z\* document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search

6 April 2005

Date of mailing of the international search report

21/04/2005

Name and mailing address of the ISA

European Patent Office, P.B. 5818 Patentlaan 2  
NL - 2280 HV Rijswijk  
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,  
Fax: (+31-70) 340-3016

Authorized officer

Pedersen, K

# INTERNATIONAL SEARCH REPORT

Information on patent family members

International Application No

PCT/EP2004/012861

Patent document cited in search report		Publication date	Patent family member(s)	Publication date
EP 0922633	A	16-06-1999	US 6299108 B1 DE 69816574 D1 DE 69816574 T2 EP 0922633 A2	09-10-2001 28-08-2003 03-06-2004 16-06-1999
US 4260121	A	07-04-1981	GB 1591799 A DE 2751977 A1 FR 2372080 A1 IT 1088681 B JP 53085098 A	24-06-1981 15-06-1978 23-06-1978 10-06-1985 27-07-1978
US 3841589	A	15-10-1974	NONE	

A. KLASSIFIZIERUNG DES ANMELDUNGSGEGENSTANDES  
IPK 7 B64D45/00

Nach der Internationalen Patentklassifikation (IPK) oder nach der nationalen Klassifikation und der IPK

B. RECHERCHIERTE GEBIETE

Recherchierter Mindestprüfstoff (Klassifikationssystem und Klassifikationssymbole)  
IPK 7 B64D

Recherchierte aber nicht zum Mindestprüfstoff gehörende Veröffentlichungen, soweit diese unter die recherchierten Gebiete fallen

Während der internationalen Recherche konsultierte elektronische Datenbank (Name der Datenbank und evtl. verwendete Suchbegriffe)

EPO-Internal

C. ALS WESENTLICH ANGESEHENE UNTERLAGEN

Kategorie*	Bezeichnung der Veröffentlichung, soweit erforderlich unter Angabe der in Betracht kommenden Teile	Betr. Anspruch Nr.
X	EP 0 922 633 A (THE BOEING COMPANY) 16. Juni 1999 (1999-06-16) Absatz '0020! - Absatz '0022! Abbildung 8	1,2,8, 10,12
Y	-----	4
X	US 4 260 121 A (BASTON ET AL) 7. April 1981 (1981-04-07) Spalte 1, Zeile 59 - Spalte 2, Zeile 31 Spalte 3, Zeilen 5-9 Spalte 4, Zeile 59 - Spalte 5, Zeile 11 Abbildung 1	12-15
Y	-----	4
X	US 3 841 589 A (APPLEBY B,GB ET AL) 15. Oktober 1974 (1974-10-15) Spalte 1, Zeile 34 - Spalte 2, Zeile 3 Spalte 3, Zeilen 29-36 Abbildung 1	12-15
	-----	



Weitere Veröffentlichungen sind der Fortsetzung von Feld C zu entnehmen



Siehe Anhang Patentfamilie

\* Besondere Kategorien von angegebenen Veröffentlichungen :

\*A\* Veröffentlichung, die den allgemeinen Stand der Technik definiert, aber nicht als besonders bedeutsam anzusehen ist

\*E\* älteres Dokument, das jedoch erst am oder nach dem internationalen Anmeldedatum veröffentlicht worden ist

\*L\* Veröffentlichung, die geeignet ist, einen Prioritätsanspruch zweifelhaft erscheinen zu lassen, oder durch die das Veröffentlichungsdatum einer anderen im Recherchenbericht genannten Veröffentlichung belegt werden soll oder die aus einem anderen besonderen Grund angegeben ist (wie ausgeführt)

\*O\* Veröffentlichung, die sich auf eine mündliche Offenbarung, eine Benutzung, eine Ausstellung oder andere Maßnahmen bezieht

\*P\* Veröffentlichung, die vor dem internationalen Anmeldedatum, aber nach dem beanspruchten Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist

\*T\* Spätere Veröffentlichung, die nach dem internationalen Anmeldedatum oder dem Prioritätsdatum veröffentlicht worden ist und mit der Anmeldung nicht kollidiert, sondern nur zum Verständnis des der Erfindung zugrundeliegenden Prinzips oder der ihr zugrundeliegenden Theorie angegeben ist

\*X\* Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann allein aufgrund dieser Veröffentlichung nicht als neu oder auf erfinderischer Tätigkeit beruhend betrachtet werden

\*Y\* Veröffentlichung von besonderer Bedeutung; die beanspruchte Erfindung kann nicht als auf erfinderischer Tätigkeit beruhend betrachtet werden, wenn die Veröffentlichung mit einer oder mehreren anderen Veröffentlichungen dieser Kategorie in Verbindung gebracht wird und diese Verbindung für einen Fachmann naheliegend ist

\*Z\* Veröffentlichung, die Mitglied derselben Patentfamilie ist

Datum des Abschlusses der internationalen Recherche

6. April 2005

Absenddatum des internationalen Recherchenberichts

21/04/2005

Name und Postanschrift der Internationalen Recherchenbehörde  
Europäisches Patentamt, P.B. 5818 Patentlaan 2  
NL - 2280 HV Rijswijk  
Tel. (+31-70) 340-2040, Tx. 31 651 epo nl,  
Fax: (+31-70) 340-3016

Bevollmächtigter Bediensteter

Pedersen, K



# INTERNATIONALE RECHERCHENBERICHT

Angaben zu Veröffentlichungen, die zur selben Patentfamilie gehören

Internationales Aktenzeichen

PCT/EP2004/012861

Im Recherchenbericht angeführtes Patentdokument	Datum der Veröffentlichung	Mitglied(er) der Patentfamilie	Datum der Veröffentlichung
EP 0922633 A	16-06-1999	US 6299108 B1	09-10-2001
		DE 69816574 D1	28-08-2003
		DE 69816574 T2	03-06-2004
		EP 0922633 A2	16-06-1999
US 4260121 A	07-04-1981	GB 1591799 A	24-06-1981
		DE 2751977 A1	15-06-1978
		FR 2372080 A1	23-06-1978
		IT 1088681 B	10-06-1985
		JP 53085098 A	27-07-1978
US 3841589 A	15-10-1974	KEINE	